

AD-A171 307

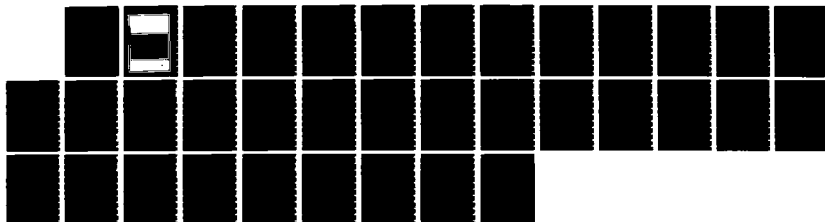
AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE(U) ADVISORY GROUP FOR
AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT NEUILLY-SUR-SEINE
(FRANCE) APR 86 AGARD-R-738

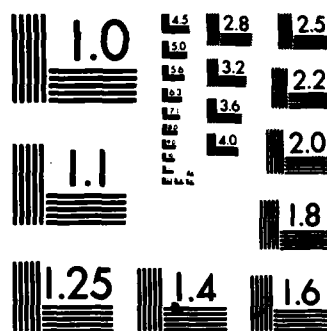
1/1

UNCLASSIFIED

F/G 1/3

NL





MICROCOPY RESOLUTION TEST CHART
NATIONAL BUREAU OF STANDARDS-1963-A

2

AGARD-R-738

AGARD-R-738

AD-A171 307

AGARD

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT

7 RUE ANCELLE 92200 NEUILLY SUR SEINE FRANCE

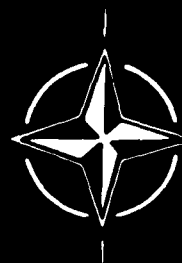
AGARD REPORT No.738

Aircraft Response to Turbulence

DTIC
ELECTE
JUL 23 1986
S
E

DTIC FILE COPY

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION



DISTRIBUTION AND AVAILABILITY
ON BACK COVER

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION
ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT
(ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD)

AGARD Report No.738
AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE



Accession For	
NTIS GRA&I	<input checked="" type="checkbox"/>
DTIC TAB	<input type="checkbox"/>
Unannounced	<input type="checkbox"/>
Justification	
By	
Distribution/	
Availability Codes	
Avail and/or	
Dist	Special
A-1	

THE MISSION OF AGARD

The mission of AGARD is to bring together the leading personalities of the NATO nations in the fields of science and technology relating to aerospace for the following purposes:

- Exchanging of scientific and technical information;
- Continuously stimulating advances in the aerospace sciences relevant to strengthening the common defence posture;
- Improving the co-operation among member nations in aerospace research and development;
- Providing scientific and technical advice and assistance to the Military Committee in the field of aerospace research and development (with particular regard to its military application);
- Rendering scientific and technical assistance, as requested, to other NATO bodies and to member nations in connection with research and development problems in the aerospace field;
- Providing assistance to member nations for the purpose of increasing their scientific and technical potential;
- Recommending effective ways for the member nations to use their research and development capabilities for the common benefit of the NATO community.

The highest authority within AGARD is the National Delegates Board consisting of officially appointed senior representatives from each member nation. The mission of AGARD is carried out through the Panels which are composed of experts appointed by the National Delegates, the Consultant and Exchange Programme and the Aerospace Applications Studies Programme. The results of AGARD work are reported to the member nations and the NATO Authorities through the AGARD series of publications of which this is one.

Participation in AGARD activities is by invitation only and is normally limited to citizens of the NATO nations.

The content of this publication has been reproduced directly from material supplied by AGARD or the authors.

Published June 1986

Copyright © AGARD 1986
All Rights Reserved

ISBN 92-835-0393-7



Printed by Specialised Printing Services Limited
40 Chigwell Lane, Loughton, Essex IG10 3TZ

CONTENTS

PROGRES DANS LA CONNAISSANCE DE LA TURBULENCE ATMOSPHERIQUE

par G.Coupry

1

THE ANALYSIS OF TURBULENCE AND AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE – SUMMARY OF WORK IN THE UK

by B.W.Payne

2

PROGRES DANS LA CONNAISSANCE DE LA TURBULENCE ATMOSPHERIQUE

par G. Coupry

Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)
92322 Châtillon Cedex (France)

RESUME

L'exposé traite de mesures fines de turbulence effectuées en vol, sur avions spécialement équipés, ainsi que des statistiques de masses déduites des accélérations mesurées sur avions commerciaux au cours de vols réguliers. Dans ce dernier cas, on effectuera une analyse critique des diverses méthodes de restitution de la turbulence à partir des accélérations, et on suggérera un certain nombre d'actions.

Il est montré que les paquets de turbulence obéissent à une distribution de Poisson.

PROGRESS IN THE ANALYSIS OF ATMOSPHERIC TURBULENCE

ABSTRACT

The report deals with measurement of time histories of turbulence, made by specially equipped aircraft, as well as with statistics of events deduced from a large number of commercial flights. A critical analysis of the methods used to reduce the flight data is developed, and proposals for improvements are suggested.

It is shown that patches of turbulence for which a given level is exceeded are distributed following a Poisson distribution.

I - INTRODUCTION

Après une période d'intense activité dans les années 60, les recherches sur la turbulence atmosphérique et son influence sur le pilotage et les charges ont été ralenties *-sinon abandonnées-* dans beaucoup de pays : les méthodes de certification étaient bien acceptées, et les nouveaux avions ne semblaient pas poser de problèmes particuliers.

Le regain d'intérêt pour le problème depuis le début des années 80 tient à notre avis aux raisons suivantes :

- Projets d'avions de transport civils ou militaires d'allongement de plus en plus grand, et de structures très souples,
- Généralisation de l'utilisation du contrôle actif généralisé, en particulier pour le contrôle des charges de manœuvre et de turbulence,
- Missions de pénétration d'avions militaires à très basse altitude et à grande vitesse, qui nécessitent un contrôle de vol compatible avec le suivi de terrain,
- Incohérence, dans certains cas, des conditions de certification déduites des concepts de rafale isolée ou de turbulence continue, etc...

Pendant la même période, des progrès considérables ont été effectués dans le domaine des méthodes de mesure, dans les possibilités des ordinateurs et dans le traitement du signal. L'existence de besoins, et de moyens pour les satisfaire au moins partiellement sont à l'origine d'une activité de nouveau en expansion depuis quelques années.

Les principaux thèmes d'activité développés actuellement en France portent :

- sur la mesure fine de la turbulence à partir d'avions spécialement équipés,
- sur la création d'une banque de données déduites des accélérations mesurées au cours des vols réguliers de la flotte de British Airways,
- sur la détermination expérimentale des efforts dus à la turbulence, en longitudinal et latéral, par essais sur maquettes dans une soufflerie transsonique équipée d'un générateur de rafales,
- sur la prévision par calcul des réponses de l'avion, en présence d'une turbulence cylindrique ou isotrope,
- sur l'identification en instationnaire, en vue du contrôle actif, de différents types de gouvernes (ailerons, flapperons, spoilers),
- sur le développement de lois de contrôle.

Nous limiterons l'exposé, dans cet AGARD-REPORT, aux deux premiers points, c'est-à-dire aux mesures fines et aux mesures de masse de la turbulence atmosphérique.

II - MESURES FINES DE LA TURBULENCE ATMOSPHERIQUE

A la fin des années 60, plusieurs campagnes de mesure directe de la turbulence ont été effectuées en France sur Mirage 3A, Paris 2, Mystère 20 et Concorde, à partir de girouettes, d'accéléromètres et de gyromètres ; dans le courant des années 70, l'ONERA a équipé les prototypes des Airbus de systèmes semblables, qui ont été occasionnellement utilisés. L'expérience montra que les mesures effectuées à l'époque n'étaient saines que jusqu'à une fréquence d'environ 5 Hz.

Les motivations pour une reprise de ces mesures fines de la turbulence sont essentiellement :

- la recherche d'informations saines jusqu'à des fréquences de 10 Hz, en vue du contrôle actif en boucle ouverte d'avions militaires lors de pénétrations à basse altitude,
- l'étude de la cohérence de la turbulence en envergure pour apprécier les possibilités du contrôle actif des charges en boucle ouverte sur avion civil de grand allongement.

Les essais ont été effectués au Centre d'Essais en Vol de Istres respectivement sur Mirage 3B et Nord 260.

II.1 - Principe des mesures :

La composante verticale W de la turbulence est explicitée, dans l'hypothèse des petits mouvements, par la formule cinématique classique :

$$W = V_z \theta - V_0 \alpha + \dot{Z}$$

où α est l'incidence, mesurée par une girouette, V_0 la vitesse aérodynamique, obtenue par mesure anémométrique, V_z la vitesse vraie par rapport au sol et \dot{Z} la vitesse verticale de l'avion.

En pratique, on mesure l'accélération \ddot{Z} et la vitesse de tangage $\dot{\theta}$, et la turbulence est restituée par la formule :

$$W = \int_0^t (\ddot{Z} + V_z \dot{\theta}) dt - V_0 \alpha$$

Afin d'éviter les dérives d'intégration, le résultat est filtré par un filtre passe-haut (calé à la fréquence de 0,25 Hz).

L'installation des capteurs de mesure sur Mirage 3 est présentée dans la figure 1 ; pour le Nord 260, les mesures de turbulence sont faites en trois points (nez de l'avion et extrémités d'ailes) ; le schéma d'installation est donné dans la figure 2.

Les progrès vers une meilleure mesure de la turbulence ont été obtenus :

- par un étalonnage soigné de la girouette en soufflerie,
- par une correction de la fonction de transfert du gyromètre, dont la bande passante était trop faible,
- par une prise en compte précise de la modification de l'incidence locale due à la présence du fuselage.

Cette dernière correction a été effectuée lors d'essais en vol en air très calme, pour lesquels on s'attendait à mesurer une turbulence nulle ; dans ces conditions, le pilote sollicitait l'avion à différentes fréquences, et on modifiait le gain de la girouette jusqu'à ce que la mesure de turbulence s'évanouisse pratiquement. Le coefficient de correction de girouette (1,79 pour le Mirage 3) a été déterminé dans ces conditions.

Les figures 3 et 4 représentent le résultat de cet étalonnage de girouette en air calme, sur Mirage 3, pour des sollicitations du pilote à deux fréquences différentes.

II.2 - Résultats obtenus sur Mirage 3 :

Plusieurs essais en vol ont été effectués sur Mirage 3 dans les conditions suivantes :

$$\begin{aligned} Z &= 500 \text{ ft} & ; & \quad V_0 = 500 \text{ km/h} \\ Z &= 500 \text{ ft} & ; & \quad V_0 = 300 \text{ km/h} \end{aligned}$$

Au cours de ces essais, on a mesuré simultanément les paramètres permettant la restitution de la turbulence (α , $\dot{\theta}$ et \ddot{Z}), ainsi que l'accélération au centre de gravité et à la pointe avant. Les résultats suivants ont été obtenus, :

- Spectres directs de turbulence : un spectre est présenté dans la figure 5 en échelle log-log, et comparé au spectre théorique de Karman (en pointillés) ; on note un accord excellent entre théorie et expérience, qui semble assurer que les mesures de turbulence sont maintenant saines jusqu'à plus de 10 Hz. (Les résultats sont faussés par la présence du filtre passe-haut pour les fréquences inférieures à 0,32 Hz.)
- Spectres directs d'accélération (en particulier accélération de la pointe avant) ; un de ces spectres, présenté dans la figure 6, montre nettement, entre 8 et 12 Hz, les réponses de structure dues à la flexion fondamentale de la voilure et à la flexion verticale du fuselage.

- Spectres croisés entre accélérations et turbulence : connaissant l'entrée (la turbulence W) et la sortie (une accélération \ddot{Z}), on en déduit la fonction de transfert $T_{W\ddot{Z}}(f)$ de l'avion à la turbulence par la formule classique :

$$T_{W\ddot{Z}}(f) = \frac{S_{W\ddot{Z}}(f)}{S_{WW}(f)}$$

où $S_{W\ddot{Z}}(f)$ est la densité spectrale croisée entre W et \ddot{Z} et $S_{WW}(f)$ la densité spectrale directe de la turbulence. La figure 7 illustre ce résultat et présente, en fonction de la fréquence, les parties réelles et imaginaires de cette fonction de transfert.

- Finalement, on a profité de ces mesures de réponse de l'avion à une turbulence connue pour valider les codes de calcul de cette réponse : un essai de vibration au sol a permis de déterminer avec précision les caractéristiques modales de l'avion essayé, dans sa configuration de vols ; le calcul des forces aérodynamiques instantanées a été fait par une méthode de doublets. La figure 8 présente la comparaison "calculs-essais" qui est très satisfaisante dans la bande de fréquence explorée.

II.3 - Résultats obtenus sur Nord 260 :

Le contrôle des charges de manoeuvres et de turbulence est un impératif auquel doivent faire face dès maintenant les bureaux d'études qui conçoivent les nouveaux avions de transport, tous dotés de très grands allongements. L'objectif des essais en vol sur Nord 260 était d'apprécier dans quelle bande de fréquences un contrôle en boucle ouverte était envisageable, c'est-à-dire dans quelles conditions une information locale sur la turbulence était représentative de la rafale rencontrée par l'avion. On a donc cherché à mesurer la turbulence en plusieurs points de l'appareil (perches d'extrémité d'aile et nez de l'avion) et à déterminer la cohérence des mesures.

Plusieurs essais ont été effectués, à 150 knts et 180 knts, pour une altitude de 500 ft. ; au cours de ces essais, le mesure centrale n'a pas fonctionné.

On présente ici les résultats suivants :

- dans la figure (9), mesure du spectre direct par la perche droite ; là encore, l'accord avec le spectre de Karman est excellent,

- dans la figure (10), mesure de la cohérence entre les turbulences mesurées sur les ailes droite et gauche, cohérence qui décroît très nettement en fonction de la fréquence, et permet de douter qu'un contrôle des charges en boucle ouverte soit efficace au-delà de 0,6 Hz.

Sur la même figure, on a aussi tracé, un pointillé, la cohérence prévue théoriquement pour une turbulence isotrope correspondant au spectre de Karman, et donnée par la formule :

$$C\left(\frac{\omega d}{V}\right) = \frac{2}{\Gamma(5/6)} \left(\frac{\omega d}{2V}\right)^{5/6} K_{5/6}\left(\frac{\omega d}{V}\right)$$

où Γ est la fonction eulérienne, d la distance entre les mesures de turbulence, V la vitesse de vol et K la fonction de Bessel modifiée de seconde espèce.

La comparaison "calcul-essai" est nettement en faveur du concept d'isotropie de la turbulence.

III - STATISTIQUES DE TURBULENCE

III.1 - Historique

La connaissance statistique de la turbulence atmosphérique a été obtenue (et est toujours obtenue) par le biais de mesure des accélérations subies par les avions. L'exploitation de ces mesures a conduit aux dispositions réglementaires par la démarche suivante :

- Etablissement d'une méthode standard de calcul de la réponse d'un avion,
- Choix d'une forme de rafale standard,
- Dépouillement, grâce à ces deux modèles des accélérations recueillies, c'est-à-dire obtention des vitesses de rafales en valeur et en nombre par distance parcourue,
- Choix probabiliste de la vitesse limite de rafale,
- Introduction dans la réglementation de cette valeur limite et du modèle correspondant de calcul de la réponse de l'avion.

Historiquement, cette démarche a comporté trois étapes :

- Période 1931 à 1949 : premières recherches sur une rafale isolée très simple, à partir de quelques résultats de vol (travaux de Rhode et Donely),
- Période 1950 à 1956 : modèle de rafale en (1-cosinus) et travaux de Pratt, introduction du "Gust Alleviation Factor" ; modèle d'atmosphère déduit de vols plus nombreux (55000 heures) ; établissement d'un règlement qui, pour l'essentiel, est toujours en vigueur,

- Période 1956 à 1970 : travaux de Press et Houbolt sur la turbulence continue représentée par un spectre de Karman, et publication par la FAA en 1970 d'un amendement dû à la synthèse de Hobbitt.

Cet historique fait clairement apparaître que les vitesses de rafales qui servent de base à la réglementation ne constituent pas une description de la réalité de l'atmosphère, mais qu'elles ne sont en fait qu'un moyen de relier les pics d'accélération qu'on peut espérer observer sur un avion donné aux pics d'accélération mesurés sur un autre avion pour un vol dans le même air turbulent.

Les motivations pour une reprise d'activité dans ce domaine ont été nombreuses ; nous citerons en particulier :

- la nécessité de s'assurer que les avions qui volent actuellement, et dont on cherche à augmenter la durée de vie, subissent à peu près les charges pour lesquelles ils ont été calculés ;
- le besoin de valider le modèle d'atmosphère proposé par la réglementation pour un beaucoup plus grand nombre de vols, et de vérifier que ce modèle n'est pas trop sensible au type d'avion sur lequel ont été mesurées les accélérations ;
- l'intérêt d'une extension du modèle d'atmosphère aux événements très peu probables (très fortes rafales) et d'une vérification que ces événements suivent une loi de Poisson (problème de la résistance résiduelle).

Depuis 1980, l'ONERA, en collaboration avec la CAA, a abordé ces problèmes par la création d'une banque de données qui porte maintenant sur cinq ans d'activité de la flotte de British Airways. Air France collaborera, dès 1986, à l'élargissement des informations disponibles.

III.2 - La banque de données de British Airways :

Depuis quelques années, la CAA, par le programme CAADRAP, étudiait systématiquement les événements survenus lors de vols de British Airways, pour lesquels un facteur de charge de 0,7 g avait été dépassé. Ces événements étant trop rares pour l'établissement de statistiques précises, l'ONERA a demandé que le seuil soit abaissé à 0,5 g, seuil pour lequel les informations seraient en nombre raisonnable, mais suffisant pour la détermination de lois statistiques.

L'ensemble de la flotte de British Airways est concerné par ce collationnement de données, c'est-à-dire :

9 Trident 2-E
25 Trident 3-B
21 BAC 1-11
9 Tristar 1011-1
6 Tristar 1011-200
2 Tristar 1011-100
16 Boeing 747-100
11 Boeing 747-200
6 Concorde
28 Boeing 737
17 Boeing 757.

Au cours de la période de 5 ans allant du 1er mai 1980 au 30 avril 1985, environ 400000 vols ont été analysés, qui correspondent à environ 800000 heures de vols et à 300000000 de NM parcourus ; c'est-à-dire que, compte tenu des aléas, 60 % des vols de la compagnie ont été analysés. Au cours de cette période, on a observé environ 6300 événements, dus à la turbulence, pour lesquels le facteur de charge observé dépassait 0,5 g.

La banque de données comprend deux parties :

a) une analyse des vols par avion et par type d'avion qui donne :

- le nombre d'heures de vol effectuées chaque mois par chaque avion d'un type donné ; le tableau I présente cette information, pour les 50 premiers mois, pour la flotte des 21 Bac 111,
- pour l'ensemble des appareils d'un type donné, et par mois, le nombre d'heures de vol et le nombre de vols analysés, le nombre de vols réellement effectués, le pourcentage de vols analysés et la durée moyenne d'un vol (tableau II),

b) une liste d'informations pour chaque événement observé, qui comprend, par colonnes successives (tableau III) :

- le type de l'avion,
- le numéro repère de l'avion pour le type correspondant,
- un code de quatre chiffres donnant les conditions de vol,
- le jour, le mois, l'année de l'événement,
- l'aéroport de départ,
- l'aéroport d'arrivée,

- la masse de l'avion (kg) au moment de l'incident,
- la vitesse indiquée (IAS),
- la vitesse vraie (TAS),
- l'altitude (ft)
- la position des volets,
- la position des bords de bord d'attaque,
- la durée de l'évènement (période pendant laquelle des accélérations supérieures à 0,4 g ont été observées),
- le nombre d'heures de vol de la cellule,
- le nombre de Mach,
- le $C_{z,\alpha}$ correspondant,
- le facteur de charge positif (en g),
- le facteur de charge négatif.

III.3 - Restitution de la turbulence :

La banque de données créée en collaboration avec la CAA a été utilisée, de différentes manières, en vue d'obtenir des statistiques de turbulence par tranche d'altitude. On s'est alors heurté au problème, évoqué au paragraphe III.1, de trouver un moyen de faire correspondre aux pics d'accélération des pics de turbulence. L'approche choisie a été celle préconisée par J. Hall (1962) et décrite par J. Taylor (pp. 208-210) dans son "Manual on Aircraft Loads" ; dans cette méthode, le facteur K de réponse à la turbulence est explicité en négligeant le mouvement de tangage et l'effet de l'envergure finie sur la portance due à la turbulence. Un programme de calcul a été réalisé qui permet de déterminer automatiquement, par cette méthode et pour chaque type d'avion la turbulence équivalente et la turbulence vraie (en m/s).

On crée alors, pour chaque type d'avion, une banque de données particulière dont un exemple (relatif au Boeing 747) est donné dans le tableau IV ; les douze premières colonnes de ce tableau sont les mêmes que celles du tableau III ; on a ensuite successivement :

- le nombre de Mach,
- le $C_{z,\alpha}$,
- le facteur de charge positif,
- le facteur de charge négatif,
- la turbulence équivalente positive,
- la turbulence équivalente négative,
- la turbulence vraie positive,
- la turbulence vraie négative,
- la durée de l'évènement,
- puis les numéros de mois, de semaine et de jour depuis le début du collationnement (1er mai 1980).

Partant de cette banque de donnée, un second programme calcule alors le nombre de dépassements d'amplitudes croissantes de turbulence pour une tranche d'altitude donnée ; les seuils de turbulence à partir desquels on calcule les dépassements sont de 6 m/s à 16 m/s pour la turbulence équivalente, avec un pas de 0,5 m/s.

Les tranches d'altitude choisies pour ces comptages sont :

$$\begin{aligned}
 0 &< z < 10000 \text{ ft} \\
 10000 \text{ ft} &< z < 20000 \text{ ft} \\
 20000 \text{ ft} &< z < 30000 \text{ ft} \\
 30000 \text{ ft} &< z
 \end{aligned}$$

Si on connaît la distance parcourue par la flotte dans la tranche d'altitude considérée, on en déduit immédiatement le nombre de dépassements, par mille nautique de chaque seuil successif de comptage. C'est cette dernière information qui est donnée (sous réserve) dans la figure 11, pour l'ensemble des Boeing 747 (types 100 et 200), et par des altitudes supérieures à 30000 ft.

On remarquera que, dans la représentation semi-log choisie, la courbe :

$$E/NM = f(W)$$

est une droite ; c'est-à-dire que le nombre d'événements par mile nautique décroît exponentiellement avec l'amplitude de turbulence, résultat cohérent avec la théorie des valeurs extrêmes.

III.4 - Analyse critique des résultats :

Le type de résultat présenté dans la figure 11 a été calculé pour chacune des familles d'avions utilisées par British Airways, à l'exception des Concorde ; dans chaque cas, les courbes ont sensiblement la même allure de décroissance exponentielle avec l'amplitude.

Par contre, si on reporte sur la même planche le nombre de dépassements de niveaux de turbulence par mile nautique, tel qu'il est déduit des accélérations mesurées sur différentes familles d'avions, on voit que les courbes correspondantes sont loin de se superposer ; c'est ce que montre la figure 12 pour la tranche d'altitude 0-10000 ft.

Deux conclusions peuvent en être tirées, les formules simples, telles que les formules de Pratt ou Hall, sont en vérité trop simples, et l'information qu'elles fournissent sur la turbulence, à partir des accélérations mesurées sur une famille d'avion ne permettent pas, à l'inverse, de prévoir les accélérations subies, pour la même turbulence, par un autre type d'appareils ; c'est remettre en cause pratiquement les bases de la certification actuelle.

Ces formules simples sont suffisamment correctes, mais certains paramètres qu'elles impliquent ont été mal appréciés (échelle de turbulence, $C_{Z,\alpha}$ profils de vol).

Plutôt que de remettre en cause a priori l'utilisation des méthodes simples qui permettent seules l'analyse statistique de milliers d'événements, nous nous intéresserons ici aux erreurs systématiques susceptibles de se produire.

Nous examinerons successivement :

a) L'influence d'un choix erroné de l'échelle de turbulence :

Des calculs d'erreurs, effectués sur la formule de Hall, ont heureusement montré une faible influence de ce paramètre.

b) L'influence d'une mauvaise appréciation des $C_{Z,\alpha}$:

Il s'agit là d'un problème beaucoup plus grave, car toute erreur sur le $C_{Z,\alpha}$ se répercute entièrement sur le calcul de la turbulence, et les $C_{Z,\alpha}$ sont mal connus ; on dispose en effet de deux valeurs du $C_{Z,\alpha}$ fournies par les constructeurs : l'une, le $C_{Z,\alpha}$ dit "rigide" provient directement des mesures en soufflerie, tandis que l'autre, le $C_{Z,\alpha}$ dit "flexible" en est déduite par un calcul qui prend en compte les déformations aéroélastiques quasi-statiques de la structure. Le choix entre les deux dépend des hypothèses que l'on est amené à faire sur la brièveté de la rafale.

La figure 13 présente les nombres de dépassements de la turbulence calculés à partir des accélérations mesurées sur les Boeing 747 dans la tranche d'altitude 0-10000 ft, suivant les deux hypothèses sur les $C_{Z,\alpha}$. Les différences d'allure sont manifestes.

c) Les profils de vol :

Les seules informations fournies par la CAA sur l'utilisation des avions sont les nombres d'heures de vol et le nombre de vols analysés chaque mois. On ignore donc a priori le nombre d'heures analysées (où le nombre de miles nautiques parcourus) pour chaque tranche d'altitude. Une analyse statistique fine des missions de la flotte et l'examen détaillé d'un certain nombre de vols représentatifs ont permis de définir, pour les Boeing 747, un profil de vol moyen très probablement proche de la réalité. Pour les autres familles d'avions, on dispose seulement d'informations fragmentaires, et les profils de vol choisis pour l'analyse peuvent très bien s'écarter faux dans un rapport de 1 à 2 pour certaines tranches d'altitude.

III.5 - Distribution statistique des paquets de turbulence :

Ainsi qu'il a été dit dans l'introduction, on s'est intéressé à la distribution statistique des paquets de turbulence, distribution intéressante, tant du point de vue d'une modélisation de l'atmosphère que de celui de problèmes liés à la résidence résiduelle. On est parti de la remarque que, si les rafales étaient sûrement corrélées entre elles dans un paquet de turbulence (existence de modèles spectraux), il n'y avait aucune raison que les paquets de turbulence eux-mêmes ne soient pas en général indépendants. Dans ces conditions, la distribution de paquets de turbulence où une rafale avait dépassé un seuil devait obéir à une loi de Poisson.

Pour vérifier cette hypothèse, et prenant pour unité de temps la semaine, on a procédé de la manière suivante (l'exemple du tableau V traite de turbulences, entre 0 et 10000 ft déduites de vols de la flotte des Boeing 747).

On a compté le nombre de paquets de turbulence pour lesquels un niveau de 11 m/s avait été disposé (157 pour cet exemple) ; on connaît par ailleurs le nombre N de semaines soumises à analyse (ici $N = 241$) ; on en déduit le nombre moyen μ d'événements par semaine. Appliquant la formule associée à la distribution de Poisson :

$$\text{Prob (K événements)} = \frac{\mu^K}{K!} e^{-\mu}$$

on connaît alors la probabilité pour qu'une semaine appartienne à la classe 0 (0 événement), à la classe 1 (1 événement), ..., à la classe K (K événements).... Le programme d'exploitation compte par ailleurs le nombre N(K) de semaines appartenant à la classe K. On en déduit la probabilité "expérimentale" :

$$\text{Prob (K événements)} = \frac{N(K)}{N}$$

Le tableau V, qui présente la comparaison entre la probabilité théorique et la probabilité observée pour chaque classe montre à l'évidence que la distribution de Poisson est représentative de la réalité.

IV - CONCLUSIONS

Un très gros effort a été fait au cours de ces dernières années, tant dans le domaine des mesures fines de la turbulence que dans celui de l'analyse statistique des masses d'informations obtenues sur avions commerciaux au cours de vols réguliers. Les conclusions de ce rapport sont nettes sur le premier point, mais considérablement plus nuancées sur le second.

a) Les mesures fines de turbulence sur Mirage 3 et Nord 260 spécialement équipés ont montré que l'on avait acquis la maîtrise de la mesure en temps réel de rafales verticales dans une grande plage de fréquences (plus de 12 Hz). Les turbulences mesurées ont des densités spectrales qui correspondent parfaitement au modèle de Karman ; les cohérences entre turbulences mesurées en différents points confortent par ailleurs le concept d'isotropie, ou tout au moins d'orthotropie dans le plan horizontal. On remarque enfin que les méthodes de calcul des réponses de l'avion aux rafales ont permis une bonne prévision des résultats d'essais en vol, même quand les modes souples étaient concernés.

L'effort doit porter maintenant sur la mesure en vol de la turbulence transverse, opération beaucoup plus délicate.

b) Grâce à la CAA et à British Airways, l'ONERA a pu créer la plus grande banque existante (à notre connaissance) sur les facteurs de charges dus à la turbulence ; le choix d'un seuil de 0,5 g résulte d'un compromis entre la finesse d'information souhaitée et les possibilités d'exploitation. Le collationnement des données sera poursuivi, et Air France se joindra au club en Janvier 1986.

L'exploitation des données présente de sérieuses difficultés si les dépassements par tranche d'altitude d'un seuil donné de turbulence sont cohérentes à l'intérieur d'une famille d'avions, il n'en est pas de même quand on réunit les informations déduites des différentes familles. Cette difficulté peut être liée, soit au fait que l'utilisation de formules simplifiées de calcul de la turbulence n'a pas de sens (la philosophie de la certification serait alors ébranlée), soit au fait que les paramètres introduits dans ces formules sont mal appréciés. Il est pour l'instant impossible de trancher entre ces deux hypothèses.

On remarquera enfin que les paquets de turbulence obéissent, comme prévu, à une distribution de Poisson.

Nous pensons que l'effort doit porter particulièrement sur les points suivants :

- Evaluation de nouvelles formules simplifiées de restitution de la turbulence récemment proposées (la figure 14 donne une comparaison entre les dépassements de turbulence déduits des mêmes accélérations par la formule de Pratt et la formule de Turner).

- Amélioration de la connaissance des $C_{Z,\alpha}$.

- A cours d'essais en vol, mesures simultanées de l'accélération et de la turbulence dont on déduira le rapport entre pics d'accélération et pics de turbulence ; comparaison de ce résultat expérimental avec celui prévu par différentes formules simplifiées.

Les problèmes abordés ici sont importants sur plus d'un aspect, et concernent l'ensemble de la communauté atlantique. Une mise en commun des données, une comparaison des résultats et une critique réciproque semblent indispensables.

V - REFERENCES

- [1] Taylor J.
Manual of Aircraft Loads-AGARDograph 83
Pergamon Press (1965).
- [2] Grimes C.K.
Development of a Method and Instrumentation for Evaluation of Runway Roughness Effects on Military Aircraft
AGARD-Report 119.
- [3] Coupry G.
Problèmes du vol d'un avion en turbulence
Progress in Aerospace Sciences, Vol. 11, 1970.
- [4] Coupry G.
Effect of Spanwise Variation of Gust Velocity on Airplane Response to Turbulence
J. of Aircraft, Vol. 9, N° 8, August 1972.
- [5] Clementson C.C
An Investigation of the power Spectral Density of the Atmospheric Turbulence
Report 6445 D. 31, May 1960 - Instrumentation Laboratory, MIT, Cambridge, Mass.
- [6] Press H. and Houbolt J.C.
Some Applications of Generalized Harmonic Analysis to Gust Loads on Airplanes
IAS Reprint, N° 449-1954.
- [7] Rice S.O.
Mathematical Analysis of Random Noise
Bell Systems Technical Journal, Vol. 23, N° 3, Parts I and II ; also Vol. 24, Parts III and IV.
- [8] Peckham C.
Flight Measured Turbulence in the NATO Nation
AGARD Report 555 (Feb. 1967).
- [9] Jones J.G.
Statistical Discrete Gust Theory for Aircraft Loads
A Progress Report, RAE Tech. Report 73167 (1973).
- [10] Pratt K.G. and Walker W.G.
A Revised Gust Load Formula and Revolution of V 6 data taken on civil transport Airplanes from 1933 to 1950
NACA Report 206, 1954.
- [11] Rhode R.V.
Gust Loads on Airplanes
SAE Journal, Vol. 40, N° 3, March 1937.
- [12] Noback R.
Comparison of Discrete and Continuous gust Methods for the Distribution of Airplane Design Loads
NLR MP 84041 U (1985).

EDITION HEURES MENSUELLES BAC 111																					INFORMATIONS MENSUELLES CAA																														
																					H. AN	V. AN	V. EF	0/0	DUREE																										
MO	A	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
1	163	202	199	201	220	185	205	186	196	186	184	184	175	189	174	173	185	175	128	0	0	569	72																												
2	200	177	194	205	195	212	176	169	167	172	181	177	174	185	190	188	192	175	216	8	0	499	75																												
3	206	177	202	170	184	188	212	190	194	180	194	187	183	182	171	186	187	176	181	161	0	531	76																												
4	188	202	187	181	153	187	179	182	192	186	177	176	181	195	176	181	175	188	179	116	0	564	77																												
5	198	185	191	207	159	194	172	184	176	34	175	172	165	168	181	167	199	193	159	145	97	531	79																												
6	183	202	176	197	212	182	183	176	34	175	172	165	168	181	167	199	193	159	145	97	531	79																													
7	168	84	53	146	147	164	142	157	115	91	152	155	177	74	85	165	120	173	166	110	115	751	76																												
8	160	146	174	171	164	142	157	115	91	152	155	177	74	85	165	120	173	166	110	115	121	86	83																												
9	178	150	162	176	144	168	170	43	182	180	111	128	104	93	146	109	162	160	130	142	114	563	84																												
10	147	145	158	146	160	116	124	113	171	126	0	143	160	161	120	161	135	125	130	123	135	563	83																												
11	173	165	161	189	170	165	143	141	146	176	131	160	152	171	109	143	149	153	122	151	149	708	80																												
12	117	131	153	166	149	156	153	151	133	186	147	147	160	168	138	117	131	147	136	131	146	3579	80																												
13	164	138	173	156	179	138	165	148	128	172	110	129	170	161	145	154	132	161	152	165	160	3623	84																												
14	92	137	174	182	157	134	104	157	164	162	151	141	160	152	174	123	110	144	130	120	132	558	82																												
15	107	142	197	72	187	170	182	187	174	158	126	153	181	164	137	159	135	79	154	141	161	3739	79																												
16	161	144	187	171	152	166	163	160	188	158	156	171	169	164	137	159	135	79	154	141	161	3739	73																												
17	172	109	152	185	172	143	155	193	155	163	172	156	147	174	177	166	96	136	164	149	166	431	73																												
18	95	162	189	165	180	63	100	189	179	190	55	131	156	191	170	174	167	176	135	145	164	486	69																												
19	139	156	196	164	153	96	114	162	138	157	128	133	166	167	142	45	150	147	139	121	137	3144	73																												
20	117	124	150	162	0	108	112	177	181	159	139	118	89	108	161	139	137	155	128	105	117	3524	74																												
21	151	145	188	138	166	149	163	134	168	138	156	113	160	135	124	142	153	132	128	144	133	1000	75																												
22	150	110	144	143	153	125	136	107	131	153	153	103	143	145	120	123	152	89	150	132	106	1387	76																												
23	177	136	172	121	163	105	145	161	168	142	154	163	182	14	147	160	183	84	137	143	121	1298	79																												
24	114	143	165	143	138	138	24	160	169	150	144	117	152	97	156	152	150	136	146	158	91	1605	81																												
25	81	154	84	157	174	148	112	177	158	149	160	51	161	169	145	126	103	150	187	170	170	3191	69																												
26	140	30	159	117	152	174	165	82	150	66	153	96	162	155	150	158	151	124	155	172	192	3428	67																												
27	139	34	108	129	173	148	180	154	136	149	147	165	168	151	129	165	149	173	169	205	188	3433	68																												
28	158	171	94	78	145	160	168	43	164	147	136	165	168	170	129	154	159	158	192	170	182	1911	68																												
29	169	151	141	129	162	175	140	145	155	145	62	129	162	132	158	148	151	186	178	179	182	3446	70																												
30	163	157	145	155	164	159	142	159	156	148	152	140	148	152	139	141	76	144	172	170	175	2984	72																												
31	137	132	121	150	129	140	145	146	116	148	155	154	150	151	150	111	145	141	102	101	105	1861	75																												
32	62	144	144	129	142	95	153	150	70	155	106	151	102	112	164	137	154	135	112	120	135	2846	79																												
33	54	154	150	143	163	170	159	145	133	155	77	119	149	143	144	139	73	83	141	124	147	1785	69																												
34	129	143	95	0	142	145	113	131	124	134	130	120	127	137	67	129	149	110	116	112	134	2086	63																												
35	148	103	141	115	162	152	159	94	164	46	143	152	94	138	137	161	169	131	147	138	148	2163	55																												
36	156	158	133	157	143	141	72	140	53	149	147	90	106	136	148	136	147	140	134	136	138	2889	74																												
37	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	1639	61																												
38	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	1860	78																												
39	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	3188	79																												
40	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	3215	92																												
41	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	3209	87																												
42	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	2208	88																												
43	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	3089	91																												
44	146	143	155	149	158	150	148	148	151	150	140	139	149	149	149	147	149	145	149	134	126	2801	79																												
45	127	117	126	114	126	146	144	138	98	139	127	140	148	132	118	125	41	91	120	117	136	1744	88																												
46	131	131	92	117	135	116	110	101	117	118	162	128	104	133	134	30	73	123	125	110	151	2206	82																												
47	105	160	157	133	143	130	130	159	131	140	120	145	128	133	134	30	73	123	125	110	151	1639	82																												
48	147	123	134	86	125	133	140	136	157	126	160	144	113	129	150	144	149	137	142	133	105	2874	80																												
49	160	137	157	154	177	148	146	160	174	153	160	179	157	131	152	164	184	157	172	178	49	2972	88																												
50	151	152	157	155	158	148	125	168	160	168	170	160	160	164	168	162	156	158	173	166	162	3347	87																												
																						2499	89																												
																						2661	115																												
																						2321	609																												
																						2274	726																												

Tableau I - Heures de vol mensuelles par avion

Tableau II - Heures de vol mensuelles de la flotte

TV	NO	CODES	JD	MO	AN	DEPA	ABRI	MASSAV	IAS	TAS	ALTFT	VO	L	DUR	HCELL	MACHM	CLALF	GAMP	GAMM	NM	SEM	JOUR
9	5	4117	12	10	80	3P05	38G1	208800	300	385	11080	0	0	5	35035	.551	4.925	.57	0.00	6	24	164
9	5	4217	0	0	0	0	0	208800	279	327	10480	0	0	10	35035	.517	4.864	0.00	.58	0	0	0
9	5	2117	12	2	81	8MEL	65VD	208800	330	485	21750	0	0	150	36282	.737	5.050	0.00	.58	10	42	287
9	5	2117	0	0	0	0	0	0	292	403	20462	0	0	0	0	.643	5.088	0.00	.63	0	0	0
9	5	2117	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	45	36387	.523	4.875	.51	0.00	0	0	0
9	5	3242	32	2	81	4NRT	40SA	217500	297	345	9770	0	0	0	0	.000	0.000	.87	0.00	10	44	307
9	5	3242	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	.000	0.000	.94	0.00	0	0	0
9	5	2117	28	3	81	28AM	12RH	223000	338	475	21441	0	0	160	36780	.769	4.914	0.00	.65	11	48	332
9	5	2117	30	3	81	2805	31AD	206400	240	285	6510	0	0	65	36780	.408	4.864	0.00	.57	11	48	332
9	5	2313	5	4	81	3P4L	38G5	197100	325	424	17100	0	0	30	36870	.665	5.059	0.00	.61	12	49	339
9	5	2143	25	4	81	3M1A	1LMR	287800	332	528	28234	0	0	35	37088	.834	5.123	0.00	.77	12	52	358
9	5	2143	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	.000	0.000	.51	0.00	0	0	0
9	5	5312	8	8	80	28G1	3AMJ	216200	287	307	4456	0	0	10	35350	.465	4.813	.51	0.00	4	15	98
9	6	5147	0	0	0	0	0	199200	289	321	6954	0	0	5	0	.488	4.863	.54	0.00	0	0	0
9	6	5147	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	11	0	.844	5.310	0.00	.56	4	18	122
9	6	3142	2	12	80	31AD	38G5	198700	276	368	18510	0	0	130	36554	.607	5.038	0.00	.65	8	31	215
9	6	4112	16	12	80	6MEL	65VD	212200	313	484	27027	0	0	16	36739	.763	5.110	.62	0.00	8	33	228
9	6	4117	0	0	0	0	0	188600	261	345	17653	0	0	10	36739	.550	5.018	0.00	.52	0	0	0
9	6	3445	16	12	80	65VD	451M	287300	297	332	7349	0	0	70	36761	.813	4.992	0.00	.58	8	33	228
9	6	4117	26	4	81	2MCT	4CMR	218000	218	243	6860	0	0	6	38182	.342	4.916	0.00	.67	12	52	360
9	7	3117	25	6	80	1LMR	48GM	212433	280	344	12486	0	0	22	35833	.544	4.877	0.00	.52	2	8	55
9	7	3442	14	7	80	4CMR	28AM	248711	279	305	5897	0	0	83	35807	.489	4.755	.52	0.00	3	11	74
9	7	2413	32	7	80	2MCT	451M	251601	277	483	33184	0	0	40	35881	.779	5.163	0.00	.54	3	14	92
9	7	3417	24	6	80	65VD	6MEL	213433	258	286	9066	0	0	20	36425	.484	4.836	0.00	.59	4	17	115
9	7	3117	8	9	80	68ME	65VD	213433	283	323	10749	0	0	15	36577	.514	4.849	0.00	.57	5	19	130
9	7	4313	32	11	80	1LMR	3AMJ	251601	263	477	35085	0	0	8	37292	.779	5.188	0.00	.56	7	31	215
9	7	4153	28	12	80	3M1A	1LMR	251601	313	526	31324	0	0	10	37856	.830	5.188	0.00	.53	8	35	241
9	7	4143	0	0	0	0	0	0	313	526	31324	0	0	50	37856	.830	5.188	0.00	.53	8	35	241
9	7	4112	14	3	81	1MAN	3YVZ	248711	323	360	5109	0	0	15	38243	.600	4.886	.73	0.00	11	46	317
9	8	4113	15	5	80	2MCT	451M	225500	282	523	36889	0	0	10	34578	.848	5.447	.64	0.00	1	3	14
9	8	3342	30	7	80	2MCT	1LMR	248711	321	363	9724	0	0	10	36215	.474	4.743	.54	0.00	3	13	80
9	8	5117	16	8	80	3P05	38G1	228800	297	288	9724	0	0	5	36485	.937	4.758	0.00	.65	4	18	107
9	8	4143	8	10	80	4CCU	4MUL	264400	302	343	8413	0	0	5	36855	.834	5.371	0.00	.59	5	19	126
9	8	5117	2	11	80	4CCU	4MUL	210500	286	503	36876	0	0	5	37133	.701	4.936	.51	0.00	7	27	185
9	8	3142	27	12	80	6MEL	65VD	213433	353	450	15666	0	0	90	37760	.486	4.754	.59	0.00	8	35	240
9	8	5113	26	4	81	4MCP	48M	248711	288	318	6491	0	0	12	38709	.827	5.455	.68	0.00	12	52	362
9	8	5113	26	4	81	4MCP	48M	248711	288	318	6491	0	0	12	38709	.827	5.455	.68	0.00	12	52	362
9	8	4312	12	9	80	3AMC	4NRT	205200	338	352	3864	0	0	10	36033	.382	4.815	.51	0.00	5	19	129
9	8	4312	12	9	80	3AMC	4NRT	205200	338	352	3864	0	0	10	36033	.382	4.815	.51	0.00	5	19	129
9	8	4147	18	9	80	3AMJ	1LMR	248711	327	357	5841	0	0	20	36103	.943	4.724	.52	0.00	5	20	134
9	8	3117	19	9	80	3P05	38G1	213433	248	284	9058	0	0	5	36163	.448	4.837	0.00	.55	5	21	140
9	8	3147	0	0	0	0	0	213433	199	224	7653	0	0	50	36164	.358	5.856	.53	0.00	5	21	141
9	8	4112	14	3	81	3M1A	1LMR	248711	301	488	30234	0	0	18	36282	.807	5.152	.82	0.00	11	48	317
9	10	3442	14	8	80	40SA	4NRT	214700	312	368	10634	0	0	42	34070	.874	4.820	.88	0.00	2	7	44
9	10	3442	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	.000	0.000	0.00	.88	0	0	0
9	10	3442	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	.000	0.000	0.00	.88	0	0	0
9	10	3117	30	6	80	4MUL	4CMR	198600	341	448	17848	0	0	40	34318	.887	5.047	0.00	.54	3	8	60

Tableau III - Données fournies par la CAA (BOEING 747-100)

TY	NO	CODES	JO	MO	AN	DEPA	ARRI	MASSAV	IAS	TAS	ALTFT	MACHN	CLALF	GAMP	GAMM	WEFFP	WEFFM	WVRAP	WVRAM	DUR	NM	SEM	JOUR
4	2	04315	10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	04117	10	9	80	10US	ITXL	34390	283	401	18970	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	03115	14	9	80	1HAJ	ITXL	34202	287	332	8530	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	04417	3	10	80	1FRA	IMAN	30810	274	302	6480	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	03312	8	10	80	1MAN	ILMR	38600	277	303	6040	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	03248	15	1	81	1BRE	ITXL	34053	170	176	2390	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	04448	18	1	81	1222	1222	34053	214	220	1880	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	2	03142	15	5	80	1TXL	ICGN	31700	283	302	4260	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03142	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04117	21	5	80	1TXL	ISTR	33740	280	344	13370	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	21	5	80	1STR	ITXL	37680	281	348	13980	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04315	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04315	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	22	5	80	1TXL	IMAJ	32940	282	290	1910	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04112	23	5	80	1800	ILMR	35722	288	310	9590	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03112	17	6	80	1BFS	IMAN	34202	283	334	6540	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	22	6	80	1STR	ITXL	34202	287	308	9500	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04315	27	6	80	1TXL	IMAJ	35260	282	321	8920	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	2	7	80	1HAJ	ITXL	32820	276	319	9590	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	01212	3	7	80	1LMR	IMRS	38722	271	304	7680	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04115	10	7	80	1TXL	ISTR	34202	283	330	10020	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	21	7	80	1TXL	ICGN	34202	247	259	3200	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	18	8	80	1TXL	ISTR	31230	264	308	10080	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02115	19	8	80	1TXL	ISTR	30700	275	301	5980	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	22	8	80	1STR	ITXL	33970	287	341	9080	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	22	8	80	1STR	ITXL	32170	298	311	2840	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04512	9	9	80	1TXL	IDUS	36080	282	382	17360	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04512	9	9	80	1TXL	IDUS	37270	292	406	21010	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	7	10	80	1TXL	ICGN	33780	283	301	4090	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02117	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02117	7	10	80	1CGN	ITXL	34053	271	299	6610	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	04348	8	10	80	1LMR	ITXL	32950	173	179	2590	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02512	16	10	80	1LIN	IMAN	34990	272	407	25140	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	02512	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	05412	23	10	80	1LMR	IDUS	35400	274	399	23580	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	10	2	81	1CGN	ITXL	34053	316	328	2510	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	26	3	81	1222	1222	32950	304	339	7270	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03117	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	3	03115	13	4	81	1TXL	ISTR	32220	280	326	9920	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	4	04115	28	6	80	1TXL	IDUS	32420	298	320	4470	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	4	04115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	4	04115	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	4	04315	2	7	80	1HAJ	ITXL	33010	282	317	7520	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	4	04315	0	0	0	0	0	33010	282	316	7500	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Tableau IV - Données fournies par la CAA (BAC-111)

SEUIL: 11.00
MOYENNE LOI: .7090

CLASSES	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
NOMBRES	126	80	29	5	1	0	0	0	0	0	0	0
EXPERIE	.4807	.3613	.1310	.0226	.0045	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
THEORIE	.4921	.3489	.1237	.0292	.0052	.0007	.0001	.0000	.0000	.0000	.0000	.0000

NB EVENEMENTS: 157

DUREE ANAL A Z: 407531.

EVENEMENTS PAR HEURE : .38524677E-03
EVE. CORRIGES : .49234239E-03

Tableau V - Comparaison des distributions de Poisson théoriques et expérimentales

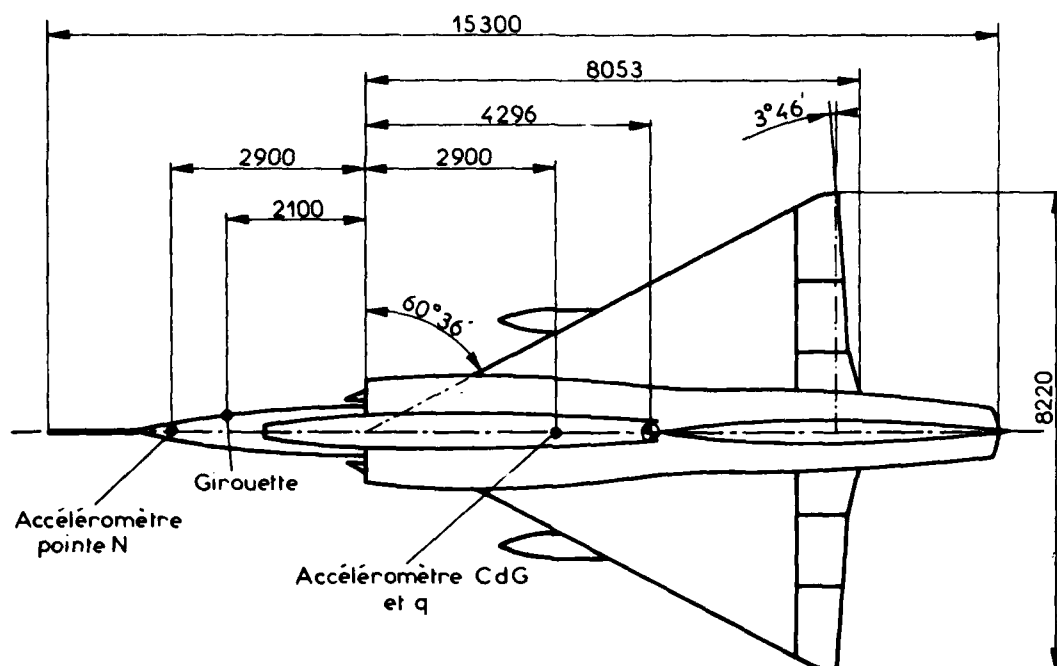


Fig.1 - Implantation de mesure sur MIRAGE III

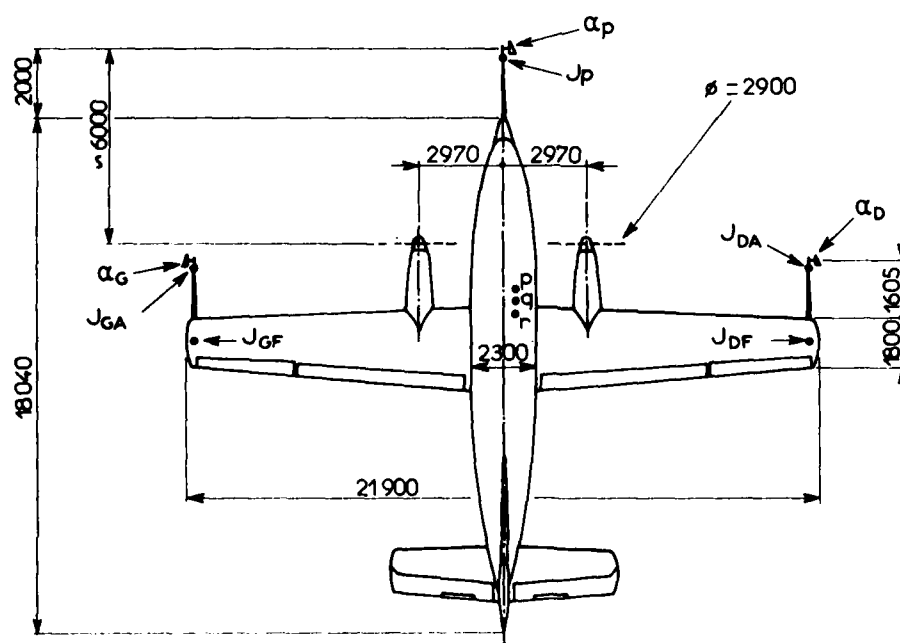


Fig.2 - Implantation de mesure sur NORD 260

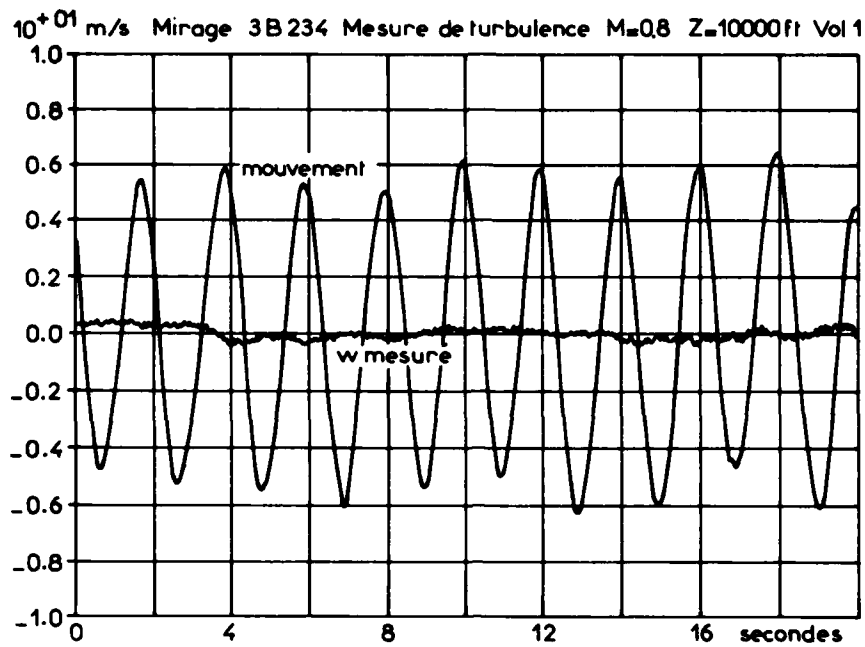


Fig.3

Etalonnage de girouette en vol

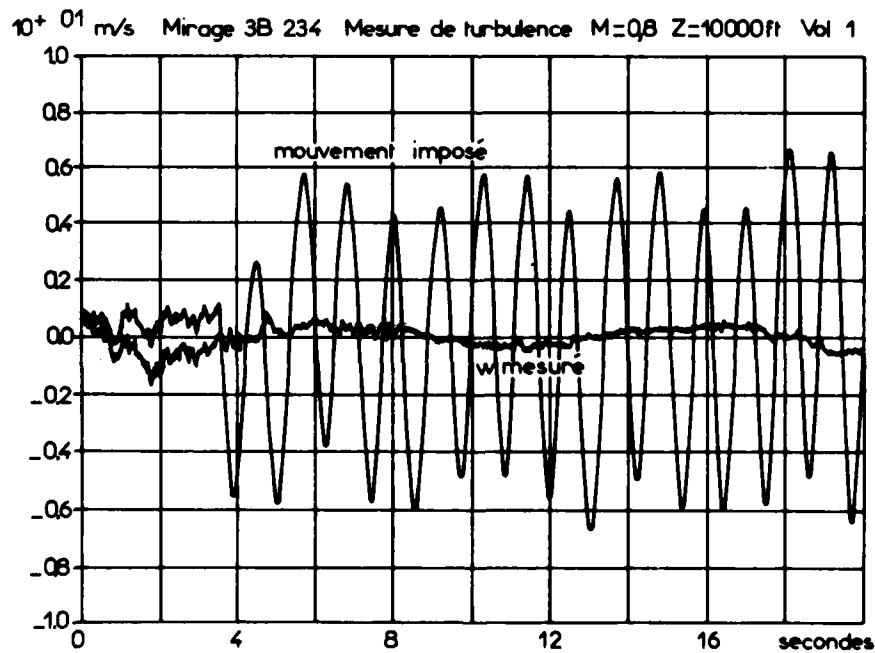


Fig.4

Etalonnage de girouette en vol

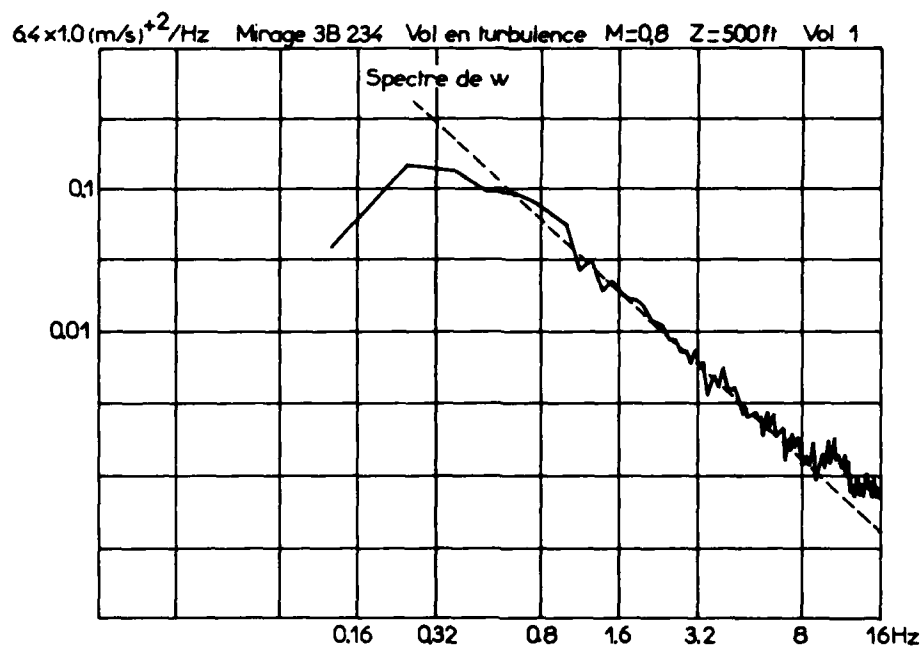


Fig. 5

Spectre de turbulence

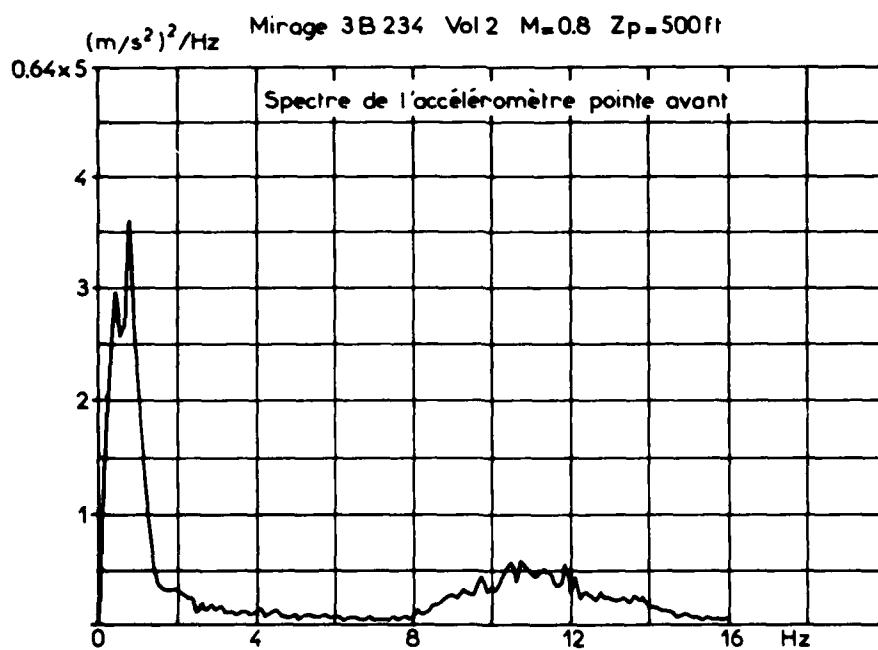


Fig. 6

Spectre de réponse en accélération

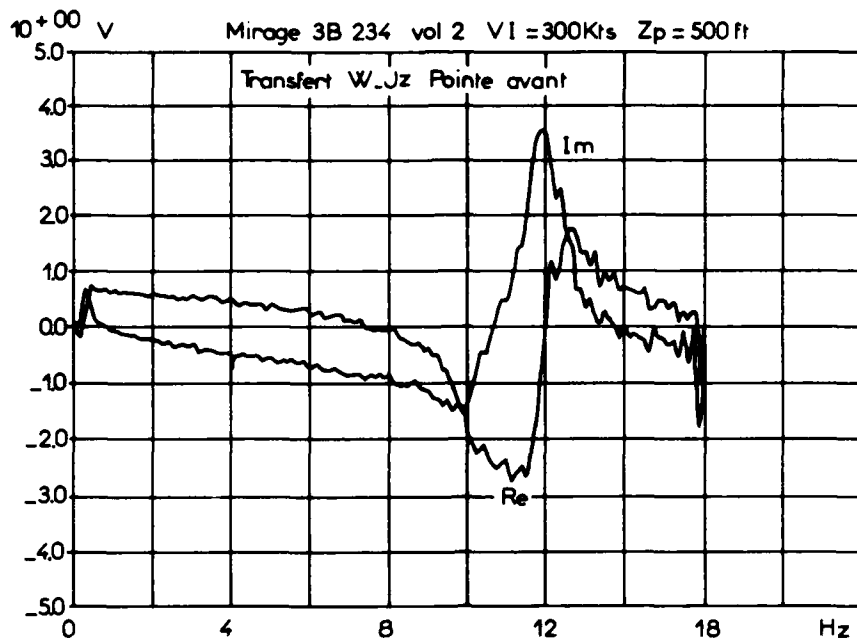


Fig.7

Fonction de transfert à la turbulence (parties réelle et imaginaire)

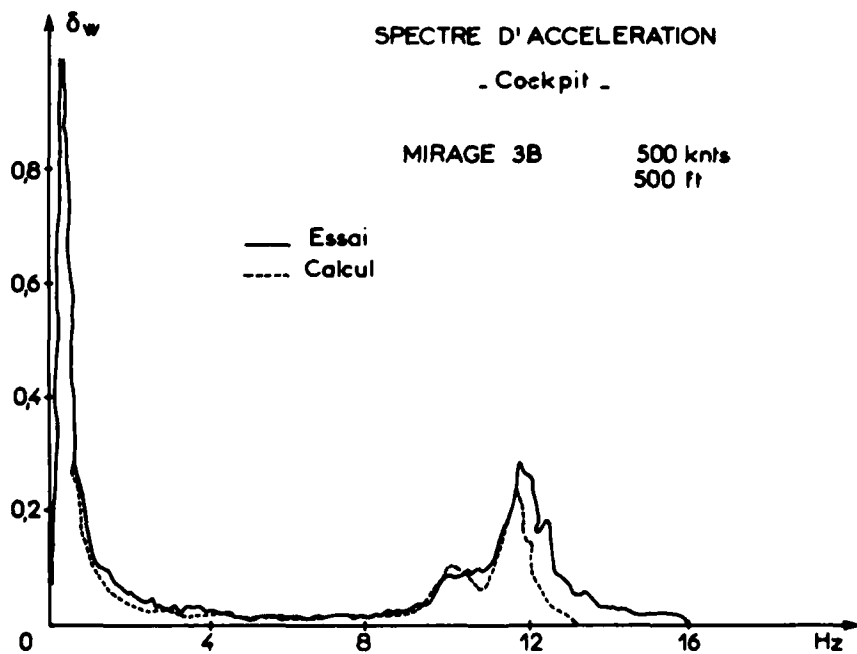


Fig.8

Comparaison prévision-essai pour la réponse en accélération

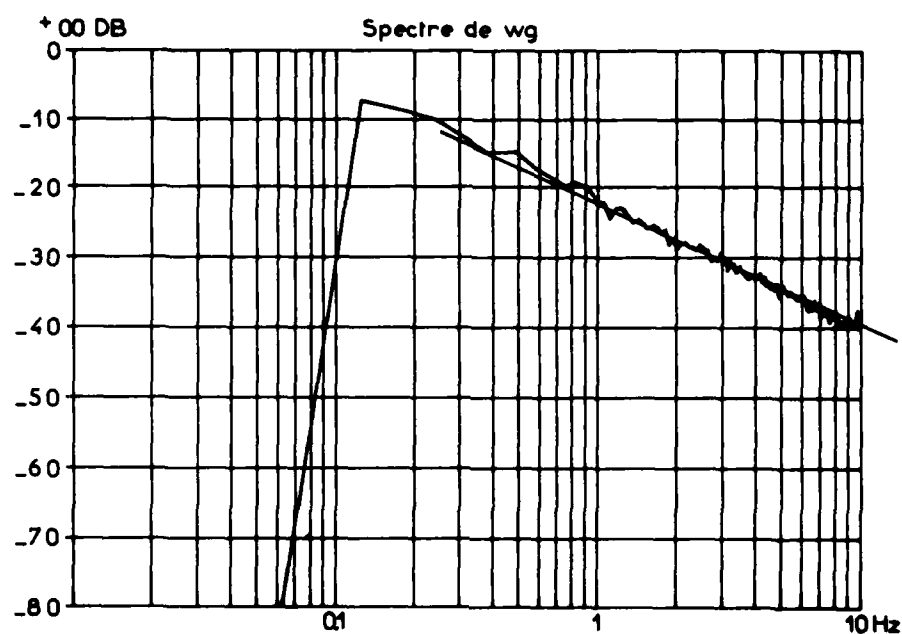


Fig: 9 - Spectre de turbulence mesuré sur NORD 260

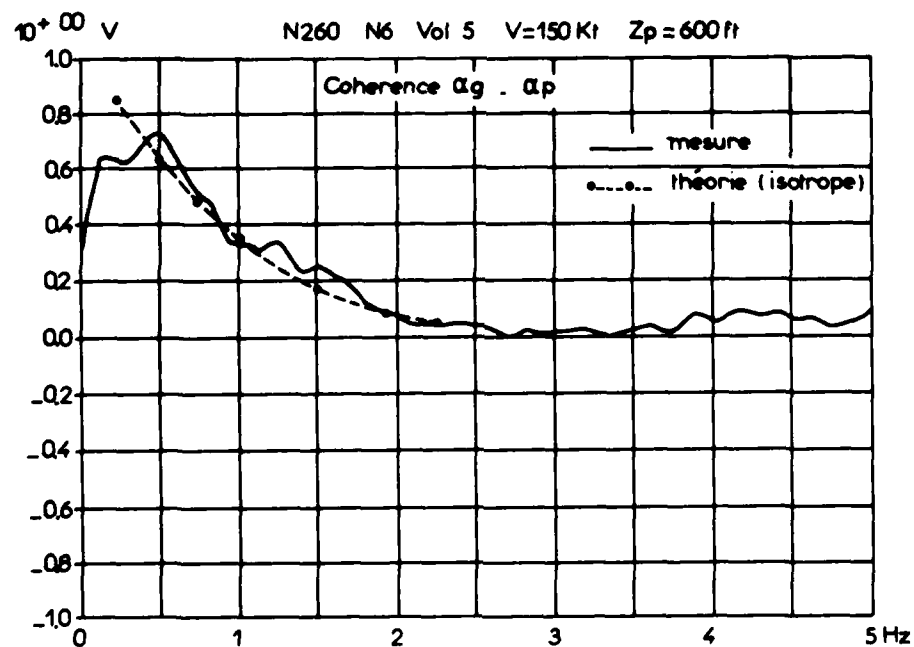


Fig.10

Cohérence entre la turbulence mesurée en 2 points

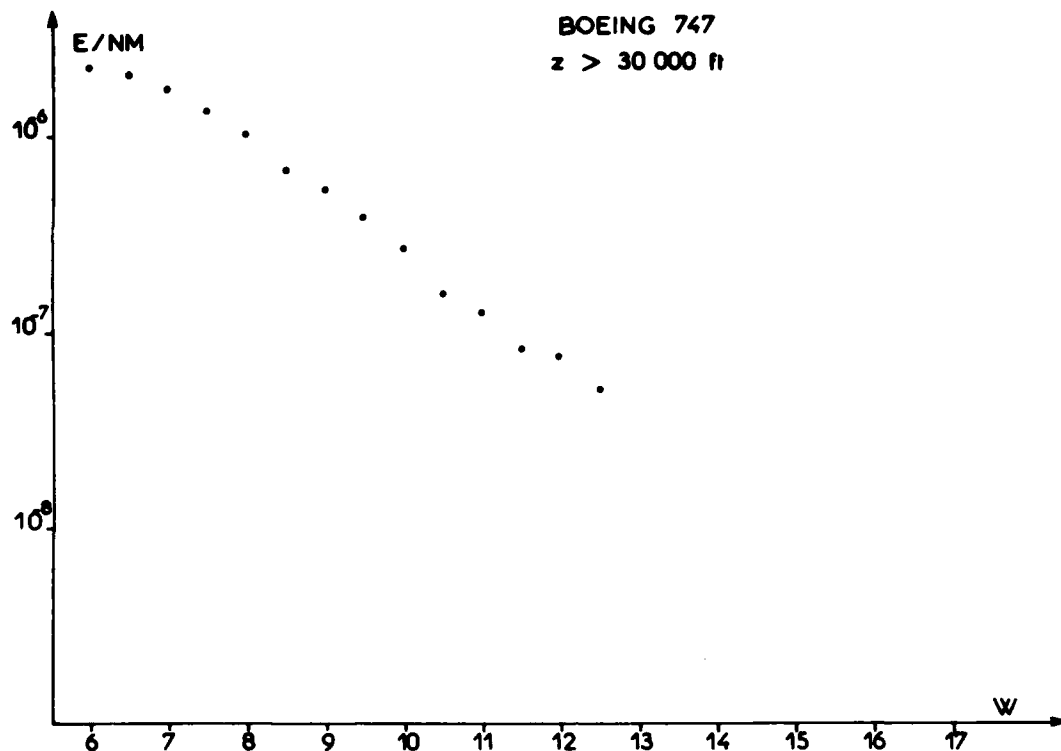


Fig.11

Nombre d'événements par mile nautique en fonction de l'intensité de turbulence

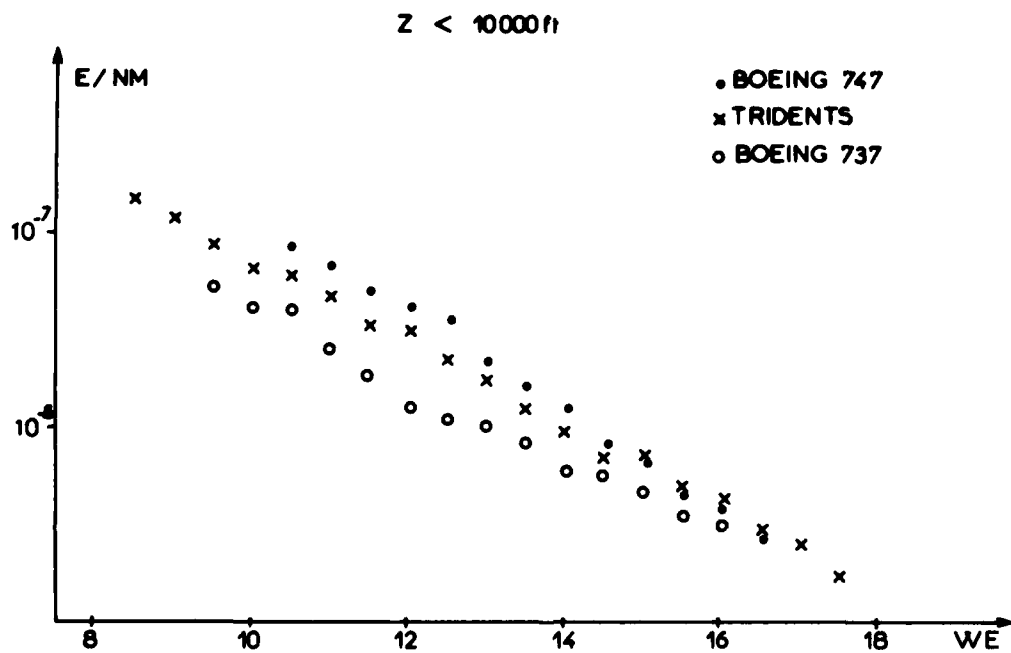
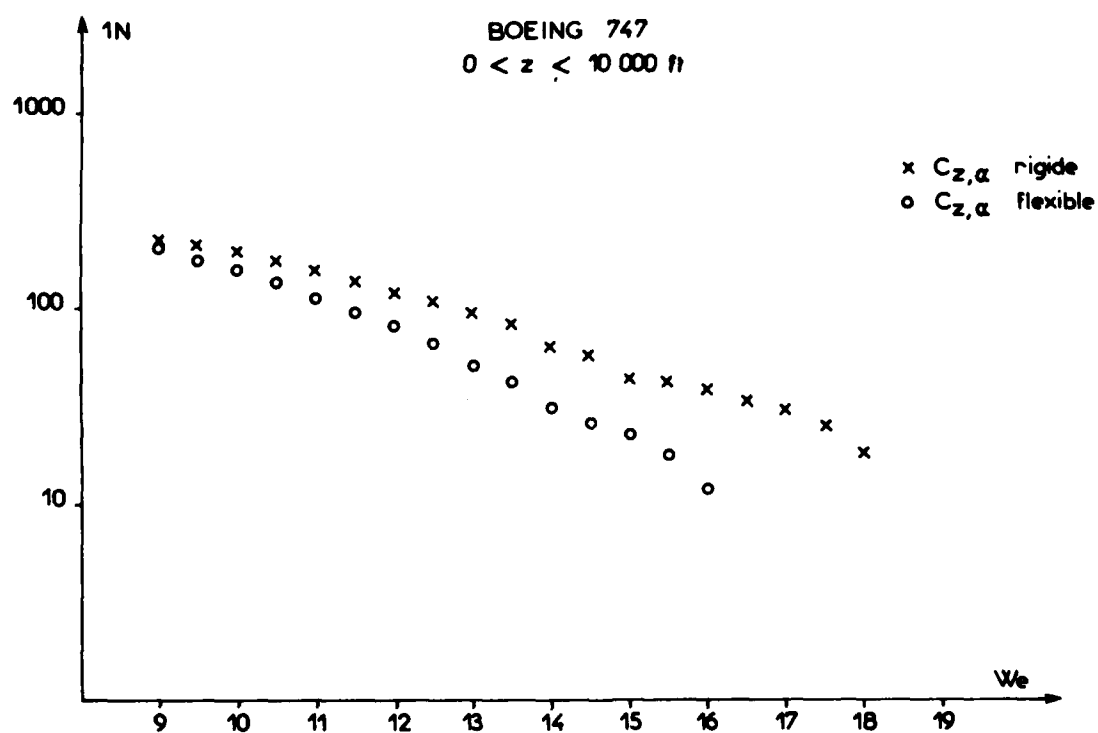


Fig.12

Nombre d'événements par mile nautique en fonction de l'intensité de turbulence

Fig:13

Nombre d'événements en fonction de l'intensité de turbulence

THE ANALYSIS OF TURBULENCE AND AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE – SUMMARY OF WORK IN THE U.K.

by

B. W. Payne
British Aerospace plc
Weybridge Division
Brooklands Road
Weybridge, Surrey KT13 0SF
United Kingdom

ABSTRACT

There has been considerable interest in the U.K. over a long period in the response of an aircraft in turbulence, and in the analysis of turbulence itself. Work is discussed which includes the collection and analysis of operational flight data, methods used to calculate aircraft response in turbulence, including non-linear response, and low level operation. This paper provides an overview of the U.K. work in this field.

1.0 INTRODUCTION

When it was discussed in San Antonio in April, 1985, at an ad-hoc meeting of those present at the Structures and Material Panel meeting who were interested in turbulence, it was suggested that there were three topics of particular interest:—

- (i) Collection and analysis of flight data
- (ii) Methods of calculating aircraft response in turbulence (including non-linear response)
- (iii) Low level operation (including correlation of ground contours with turbulence).

Following the San Antonio meeting, discussions in the U.K. led to an informal meeting where the work in the U.K., both in government establishments and industry, was reviewed. This work is presented briefly in this paper which thus provides an overview of the U.K. work and serves to present the various topics on which work has been done and is currently underway, and the topics on which work is planned in the future. Material is available on all three subjects noted above and it is possible to identify a number of papers which could be presented at a future Specialist Meeting on Turbulence.

The following paragraphs have in general been penned by those active in the various topics, and acknowledgement of those responsible is made at the end of the paper.

2.0 COLLECTION AND ANALYSIS OF OPERATIONAL FLIGHT DATA

2.1 Reassessment of Gust Statistics in the Light of Current Analysis Methods (Propellor Driven Aircraft)

Current civil gust load requirements are largely based upon statistical data collected from U.S. domestic operations prior to 1950 and supported by data measured during U.K. and European operations prior to 1960. Gust velocity data was derived from exceedance counts of c.g. acceleration using a simple gust alleviation factor approach based upon average wing loading data and assuming a rigid aircraft. This approach necessarily employed many simplifying assumptions which have been eliminated from modern gust response calculations. The gust velocities derived from this accumulated acceleration data have therefore been reviewed in the light of current analytical techniques. The following factors have been investigated :-

- (i) The effects of aircraft flexibility on the dynamic response characteristics of the data collecting aircraft.
- (ii) The effects of contributions from fuselage and tailplane on the aircraft normal force coefficient.
- (iii) The effects of the pitch degree of freedom on the dynamic response of the data collecting aircraft.
- (iv) The effects of allowing for time delay between the various lifting surfaces penetrating the gust front.
- (v) The sensitivity of the response of the data collecting aircraft to unsteady lift assumptions.

The investigations have re-evaluated 101,789 hours of acceleration data collected on three different types of transport aircraft between 1933-1958. (References 2.1.1 and 2.1.2).

Results show that many of the refinements which have been introduced into the mathematical modelling methods have built additional conservatism into the derived gust loads. Thus the simplified models used previously to assess operational gust statistics have led to conservative estimates of derived gust exceedances. It is also shown that current aircraft modelling techniques have introduced additional increases in predicted aircraft response loads without allowances for compensating reductions in design gust velocities.

2.2 Further Reassessment of Gust Statistics using CAADRP Data

A further reassessment of Gust Statistics using CAADRP (Civil Aviation Authority Data Reduction Programme) Data has been made by analysing the response of a BAC 1-11 500 'Series aircraft' on standard airline routes.

The assumptions and procedures used in producing a mathematical model for the 1-11 500 series aircraft are described and an assessment of the measured incremental centre of gravity (C.G.) accelerations from CAADRP and ONERA data is made. The CAADRP results refer to a set of routine airline route results using all flight data whereas the ONERA data consisted only of a set of high 'g' CAADRP results produced for incremental accelerations in excess of 0.5g.

An assessment has been made of the 'average mission' from each of the 124 routine CAADRP flights and this has been broken down for all the flights, for flights in the Berlin Corridor and for flights not in the Berlin Corridor. Mission Analysis results, using the characteristic values of frequency (N_0) and Root Mean Square (A), are determined from the mathematical model of the 1-11 500 series aircraft calculated in accordance with current airworthiness regulations, with the measured CAADRP and ONERA data and these have been presented in reference 2.2.1. Also included in the Appendix is a comparison of the Mission Analysis results with those using the ESDU 'Average Gust Frequencies' method presented in reference 2.2.2. This comparison has been made for incremental C.G. accelerations. Comparisons have also been made for all mission segments and the average design cruise speed comparing the incremental C.G. accelerations obtained from the Mission Analysis method with those of Pratt, discrete 1-cosine gust and design envelope methods.

From the results presented for the above methods conclusions have been drawn comparing predicted gust loads for a probability of 2×10^{-5} exceedances per hour (as defined in JAR 25.305(d)) with those found from the measurements contained in the CAADRP and ONERA data for a 1-11 500 series aircraft.

The gust velocities obtained from the 1-11 ONERA data have also been compared with the values obtained from the original assessment of the American data based on measurements prior to 1950 and on which certification requirements for gust loads are based.

2.3 Gust Description for Active Control Technology

The design of aircraft using active control technology requires a knowledge of the individual gusts that make up continuous turbulence. A method of describing the shapes of the individual gusts has been developed from data produced on research flights on a T33 at 1000ft and on a Canberra near the top of a thunderstorm at 46000ft. It is shown that the gusts that are important for a particular response are strongly dependent on the rate at which Zero Crossings occur in that response. The method has been used on CAADRP special turbulence events measured on the BAC 1-11 and the Trident. (Reference 2.3.2).

A plot has been made of peak magnitude versus wave length. This is done by plotting in a non-dimensional form peak magnitude divided by standard deviation and wave length divided by average wave length $1/N_0$, where N_0 is the count of zero crossings.

The shape of this curve is shown to be very similar whether it be from gust velocity data or C.G. data from T33, Canberra or CAADRP record, and whether from full or reduced sampling rates.

Finally a curve can be drawn for all the CAADRP data on which is drawn a curve deduced from the points at a probability of 1 in 100 augmented by an allowance for manoeuvring equivalent to 1m/sec.

This curve may be said to be a result that the work was seeking, representing the gust magnitude as a function of gust wave length for a constant global probability. The global probability is deducible from the 1 in 100 of the figure itself multiplied by the probability of a CAADRP Special Event of this severity assessed at about once every 11,000 to 18,000 hours which implies limit load levels.

It is concluded (in Reference 2.3.3) that the results presented should suffice to enable a relaxation of the isolated gust regulation at the lower wave lengths.

Further work is planned looking into the significance of combined loads from gusts and manoeuvres, and the control movements which should be allowed.

2.4 The Operating Environment for Modern Transport Helicopters

The CAA, in concert with major rotorcraft operators and manufacturers, has recently launched a data recording

programme on two types of transport helicopter. It is intended that strain gauge and accelerometer data measured during routine civil operations will provide a more detailed knowledge of the service operating environment for these unique types of aircraft. Of particular interest will be the collection of additional, low level gust data for comparison with existing statistics derived entirely from fixed wing operations. It is hoped that sufficient data will be available by the end of 1986 to allow examination of the results and an assessment of the implications on the response of fixed wing aircraft.

2.5 Measurement of the Fore and Aft Component of Turbulence on Operational Combat Aircraft

An instrument to record the high frequency fluctuations in pitot pressure caused by fore and aft gusts experienced by aircraft has been designed. It is being fitted to a few combat aircraft which will begin collecting data in RAF operational service in the Autumn of 1985. The aircraft are also instrumented to record loads experienced. Techniques for handling and reducing the turbulence data are at present being evolved and it is hoped that a statement on progress can be made by the end of 1986.

3.0 METHODS OF CALCULATING AIRCRAFT RESPONSE IN TURBULENCE (INCLUDING NON-LINEAR RESPONSE)

3.1 Modelling the Flexible Aircraft and the Turbulence

A brief description is given of the way in which the flexible aircraft and the turbulence are modelled. The linear representation which follows has been in existence for many years. The non-linear work is of recent origin.

The basic aircraft equations of motion are assembled as a set of simultaneous second order differential equations. The generalised co-ordinates are chosen as normal modes or branch modes of the aircraft, and the response forces are equated to the gust forces. The mode shapes are chosen to cover the frequency range of interest and the response quantities required.

The equation of motion may be solved for a specific gust input by either of two principal methods. The time plane solution which involves a step-by-step integration of the equation timewise for the required input, and the frequency plane solution which involves derivation of a transfer function for the response quantity of interest to a unit gust input. This transfer function is then multiplied by the input gust spectrum, and an output response spectrum obtained, from which may be calculated the continuous turbulence co-efficients familiarly A and N_{σ} .

Both forms of solution are appropriate where the representations of the aircraft and aerodynamics are linear, and Fourier transform methods may be used to show the exact equivalence of the two approaches. The standard calculations carried out for Airworthiness and Procurement Authorities assume a standard linear representation, and Continuous Turbulence (C.T.) requirements have been formulated on a statistical basis using linear equations.

3.2 Response Solutions for Non-Linear Representations

Non-linearities can be introduced in either the aircraft modelling or the aerodynamics, or both. Non-linearities normally encountered include non-linear lift curve slope, non-linear power control units or control surfaces, digital control and non-linear control laws.

Whereas the time plane solution may be used with no inherent difficulty in the non-linear case, the assumptions required for the frequency plane method are immediately violated.

Solutions for discrete gust inputs present no problems using the time plane, but solutions for C.T. have to cover long periods of time to give statistically reliable results. Work is in hand to develop acceptable approximate methods of producing C.T. results.

The initial approach is to produce pseudo-random gust histories against time which when applied to a linear time plane aircraft model will give results in close agreement with results obtained for a conventional frequency plane C.T. analysis. These gust histories may then be used as the input to the non-linear model, and response quantities produced. In practice, care is taken to minimise the effects of transients due to initial conditions, and to obtain a satisfactory resolution at low frequency without computing for an undue length of time.

This approach can be made to work but, even with approximations, is extremely cumbersome to use and excessively expensive in computer time. Even using a reduced model only a limited range of response quantities and flight/aircraft conditions can be covered in a reasonable time.

To cover the complete range of cases necessary for an aircraft design, alternative methods are being tried whereby discrete gust results are used to estimate the C.T. results. Early results look promising although in the long run, these results will have to be examined together with the results obtained using the statistical discrete gust method, and their adequacy judged.

3.3 Test Techniques for Validation of Aircraft Response

There is a need to validate the dynamic and static mathematical models of the structure, the aerodynamics, the systems and the input gust environment and as a result test techniques have to be derived that cover each model in turn and then the total aircraft and system in a flight test.

Testing includes ground resonance testing, ground rig tests, simulators, wind tunnel tests and flight tests. Flight testing includes both defined control tests to excite the aircraft in steady conditions and measurements of the response in turbulence.

Recently the A310 and the BAC 1-11 have been used for flight testing load alleviation systems and a short summary of the test techniques are given below :-

● A310 Load Alleviation Flight Testing

In this test spoilers and outboard ailerons were used to provide the alleviation, and the testing consisted of measuring the transfer functions between the controls and a number of interesting quantities for the purpose of :

- checking the prediction processes of the transfer function
- checking the stability of the system and comparison with predictions
- checking the control law tolerances in relation to the uncertainties in the prediction process
- checking the open loop time histories response to direct ramp, triangular and pseudo continuous turbulence in the open and closed loop of the load alleviation law against predictions

These tests were carried out at two speeds and the tests showed that the functioning of the load alleviation law was successfully demonstrated in flight and that the response of the major modes of the aircraft to sinusoidal and discrete inputs compared reasonably well with the predictions.

● BAC 1-11 — Load Alleviation Flight Testing

In this test only the spoiler controls, using fast rate jacks (300°/sec), were used to provide the alleviation for the wing.

In the open loop a large number of flight tests were carried out at a number of speeds in which discrete and continuous inputs were put into the control system over a wide range of wavelengths, amplitudes and frequency. The response of the aircraft was then analysed in order to check the spoiler aerodynamic forces, lag, and responses of the aircraft by way of accelerations and forces.

3.4 Response of Flexible Wind Tunnel Models to Turbulence

The U.K. is participating in the design and testing of active control systems for flutter suppression and gust load alleviation on a wind tunnel model. The model is basically a Tornado flutter model which has been modified for these tests by MBB to include inboard and outboard control surfaces on the trailing edge of the wings, and now spoilers on the upper surface of the wing.

Specific turbulence forms have been generated in the wind tunnels by the use of moving vanes and the responses measured. In comparison with flight measurements, the lack of realism in some aspects of the experiment is offset by the unique ability to generate repeatable discrete gusts and continuous turbulence with known characteristics. Aerodynamic representation of the aircraft and the effects of turbulence penetration were investigated and the mathematical model of the aircraft was refined. On this basis an active control system was designed which successfully reduced the wind tunnel gust loads, see reference 3.4.1.

In the U.K. preliminary tests have been carried out in the British Aerospace, Brough high speed wind tunnel where a paddle wheel has been installed in the tunnel floor to act as a gust generator. To date sinusoidal testing has been carried out, and work is planned on step and ramp inputs, see reference 3.4.2.

3.5 Spanwise Variation of Turbulence

Wing loads predicted from continuous turbulence models are compared for power spectra assuming the same gust velocity across the span of the aircraft and spectra including spanwise variations of gust velocity. Investigations are extended to aircraft with active controls for gust load alleviation. It is shown that there are significant differences in the predicted alleviation in some circumstances. This work is still underway at RAE Farnborough and will be the subject of a report still to be issued.

Measurements of the spanwise variation of the normal component of turbulence are available from GNAT XP505. Some records have been analysed using both Power Spectral Density and Statistical Discrete Gust techniques, and further

investigations of the data are planned. (Reference 3.5)

3.6 SDG/PSD Relationships (Linear Response)

The power-spectral-density (PSD) and statistical-discrete-gust (SDG) methods have in the past been contrasted as alternative approaches to the analysis and prediction of aircraft response to atmospheric gusts and turbulence. Recent work has clarified the relationship between the methods and provided a common framework, in the form of a statistical pattern theory, whereby a unified approach (3.6.1) may be adopted.

In a recent series of memoranda (3.6.2-4), it has been shown how standard power-spectral procedures to quantify the stochastic response of linear systems may be implemented by a variational technique: the 'method of equivalent deterministic variables'. In Reference 3.6.3 a discrete-element technique is described for implementing numerically the above variational formulation. The input profiles used in this analysis are already familiar from existing discrete-gust methods. On this basis it has been shown (3.6.3) that the SDG and PSD methods may be matched such that the former is essentially an approximate numerical implementation of the latter. On the other hand, reference 3.6.1 also discusses important aspects in which the SDG and PSD models differ. This divergence applies particularly to the modelling of gusts of extreme intensity.

3.7 SDG and Non-Linear Response

A feature of the SDG method is that non-linear and linear systems may be assessed in a unified manner 3.7.1, 3.7.2. In each case, response evaluation is based upon a worst-case analysis in which the maximum response to families of equiprobable gust patterns is found. For non-linear systems, however, the search for a worst-case must be performed for several families of inputs, corresponding to different levels of intensity, whereas for linear systems only a single (arbitrary) intensity need be considered.

The validity of the SDG method for predicting the stochastic response of non-linear systems has been supported by numerical simulation studies (3.7.3) in which the results of the prediction method have been compared with measurements of the simulated stochastic response of various modelled systems. In this digital-simulation study, inputs were random-process samples and system outputs were calculated by numerical integration of the associated non-linear differential equations.

Applications of the SDG method to investigate effects of non-linear control-system behaviour upon aircraft response are reviewed in Reference 3.7.2.

3.8 Correlation of Stochastic Loads

A particular problem arising in the specification of structural design-load conditions concerns the relationship between the results of a PSD statistical analysis of the aircraft dynamic response and the requirements dictated by existing Stress Office practice. Stress analysis utilises design conditions incorporating a set of forces in equilibrium. PSD methods however, lead instead to individual design-level values of load such as shear, bending moment and torsion, at various points in the structure. They are defined statistically and generally do not occur simultaneously.

Various methods (e.g. Reference 3.8.1) exist for generating design conditions to match the statistically defined loads resulting from the PSD analysis. More recently, a rational method for generating design conditions which incorporate forces in equilibrium has been presented by Noback (3.8.2). This method, the equal probability technique, is based on the idea that the correct design load condition for any load or stress is that combination of loads that is most probable under the condition that the specified load or stress is equal to its design value.

Whilst Noback's procedure is theoretically ideal, evaluation of the large number of correlations involved could be prohibitive. In reference 3.8.3 an approximate method was therefore proposed which combines the objectives of the equal probability technique with a representation of design loads as a sum of elementary load distributions. An associated matching process was also proposed. The method involves the use of deterministic input patterns comprising 'ramp-gust' components and is based on relationships, recently established, (reference 3.6.1), between the SDG and PSD models of turbulence (see para. 3.6).

4.0 LOW LEVEL OPERATION

4.1 Measurement and Analysis of Turbulence using an MoD GNAT at Bedford

Low altitude turbulence measurements made by a Gnat aircraft have been described in reference 4.1.1. Two types of statistical analysis of the turbulence records have been employed: power spectral density and statistical discrete gust. In illustration of these methods, six samples of turbulence, all at mean radio altitudes at or below 200 metres, have been discussed in detail (4.1.1). Analysis of a much larger sample of the turbulence data gathered is continuing and results are to be published in a later report.

A particular outcome of the analysis is a two-parameter representation (4.1.2) of turbulence patches which combines measures of power-spectral-density and intermittency with an exponential (non-Gaussian) amplitude distribution. This representation is applicable, in particular, to the prediction of loads, ride-bumpiness and control-system activity.

Another particular area of analysis has been the comparison of statistics at the most extreme intensities with those at lower levels of intensity (4.1.3). The results tend to support a recent proposal (4.1.4) for a turbulence model in which the fractal dimension (4.1.5) of the turbulence takes different values under conditions of extreme and lesser intensity.

4.2 Turbulence Measurement on a Tornado

There is a current flight programme on the Tornado at RAE Bedford for the measurement of structural loads and turbulence response, including the extraction of the gust time histories. The structural significance of combined gust and manoeuvre loads is to be assessed for low altitude flight. Comparison of the flight data with mathematical model predictions is planned, to aid the understanding of the combined loading actions.

4.3 Helicopter Measurements

Under this section on low level turbulence, reference is made back to paragraph 2.5 where a helicopter data recording programme is discussed.

5.0 CONCLUDING REMARKS AND ACKNOWLEDGEMENT

This paper has made references to a number of areas where work has been, or will be, done in the field of turbulence. Although not exclusive it is thought that most of the important items, and items of general interest have been noted, and as such it presents an overview of work on turbulence in the U.K.

As mentioned in the introduction, in most cases the paragraphs have been contributed by those working on the topics and help from the following must be acknowledged :

Mr. V.Card	CAA Redhill
Mr. A.E.Dudman	BAe Weybridge
Dr. G.W.Foster	RAE Bedford
Mr. J.G.Jones	RAE Farnborough
Mr. I.W.Kaynes	RAE Farnborough
Mr. J.Taylor	Consultant

REFERENCES

- 2.1.1 A.E.Dudman et al. Progress Statements on the Re-assessment of Gust Statistics.
Unpublished BAe, Weybridge Reports.
- 2.1.2 V.Card et al. Re-Assessment of Gust Statistics: Presentation to GARTEUR.
BAe/WBD/D/M/357P (November, 1981)
- 2.2.1 A.E.Dudman Re-Assessment of Gust Statistics: Final Report on CAA Contract
BAe/WEY/D/M/401 (to be published)
- 2.2.2 — Average Gust Frequencies — Subsonic Transport Aircraft Engineering Sciences Data Item
No.69023 (July 1979)
- 2.3.1 J.Taylor Atmospheric Turbulence Loads on Aircraft
J.R.Ae.S. (December 1977)
- 2.3.2 J.Taylor Gust Description for Active Control Technology
Unpublished report (WBR/JT/5, May, 1982)
- 2.3.3 H.Hitch Commentary on Report WBR/JT/5 by J. Taylor entitled Gust Description for Active
Control Technology
BAe Report R & D/HH/HW/9350 (Nov, 1980)
- 3.4.1 I.W.Kaynes The Design and Wind Tunnel Demonstration of an Active Control System for Gust Load
C.W.Skingle Alleviation and Flutter Suppression. Paper presented at the Second International
J.C.Copley Symposium on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Aachen. (April, 1985)
- 3.4.2 R.A.Sowden Development of a Wind Tunnel Gust Generator by Means of a Paddle.
Unpublished BAe Brough Report.
- 3.5 G.W.Foster Measurements of the spanwise variation of atmospheric turbulence by GNAT XP505
RAE TM (to be published)
- 3.6.1 J.G.Jones A relationship between the power-spectral-density and statistical-discrete-gust methods of
aircraft response analysis.
RAE Tech Memo Space 347 (1984)
- 3.6.2 J.G.Jones On the implementation of power-spectral procedures by the method of equivalent
deterministic variables.
Part 1, Analytical background
RAE Tech. Memo FS(F) 485 (1982)
- 3.6.3 J.G.Jones As 3.6.2.
Part 2, Discrete-element technique. RAE Tech. Memo Space 335 (1984)
- 3.6.4 J.G.Jones As 3.6.2
Part 3, Gaussian functionals and threshold exceedance rates
RAE Tech. Memo Space 346 (1984)
- 3.7.1 J.G.Jones Response of linear and non-linear systems to an atmospheric turbulence model
RAE Tech. Memo FS 429 (1981)
- 3.7.2 J.G.Jones Processing of fractal functions by linear and non-linear operators
RAE Tech. Report (in publication process)
- 3.7.3 Lesley M.Murphy The response of linear and non-linear systems to stochastic inputs: results of a numerical
simulation study.
RAE Tech. Report (in publication process)

- | | | |
|-------|------------------------------|---|
| 3.8.1 | W.A.Stauffer/
F.M.Hoblitt | Dynamic gust, landing and taxi loads determination in the sign of the L-1011.
J.Aircraft, Vol 10, 459—467 (1973) |
| 3.8.2 | R.Noback | The generation of equal probability design load conditions for random loads using the PSD method
NLR (The Netherlands) Memo. SB-82-018U (1982) |
| 3.8.3 | J.G.Jones | On the development of structural design-load conditions
RAE Tech. Memo FS(F) 504 (1983) |
| 4.1.1 | G.W.Foster | Examples of low altitude atmospheric turbulence measurements by Gnat XP505
RAE Tech. Report TR83026 (1983) |
| 4.1.2 | J.G.Jones | RAE Tech. Memo (in preparation) |
| 4.1.3 | J.G.Jones/
G.W.Foster | Measurements of the fractal structure of atmospheric turbulence
RAE Tech. Memo (in preparation) |
| 4.1.4 | J.G.Jones | On self-similarity, fractal dimension and aircraft response to gusts
RAE Tech. Memo FS 244 (1979) |
| 4.1.5 | B.B.Mandelbrot | The fractal geometry of nature
W.H.Freeman (1977, 1982). |

REPORT DOCUMENTATION PAGE			
1. Recipient's Reference	2. Originator's Reference	3. Further Reference	4. Security Classification of Document
	AGARD-R-738	ISBN 92-835-0393-7	UNCLASSIFIED
5. Originator	Advisory Group for Aerospace Research and Development North Atlantic Treaty Organization 7 rue Ancelle, 92200 Neuilly sur Seine, France		
6. Title	AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE		
7. Presented at	the 61st Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD in Oberammergau, Germany on 8-13 September 1985.		
8. Author(s)/Editor(s)	Various		9. Date
			June 1986
10. Author's/Editor's Address	Various		11. Pages
			34
12. Distribution Statement	This document is distributed in accordance with AGARD policies and regulations, which are outlined on the Outside Back Covers of all AGARD publications.		
13. Keywords/Descriptors	Aerodynamic loads Aerodynamic stability Aeroelasticity Gusts Turbulence Dynamic structural analysis → Preliminary to a study by		
14. Abstract	<p>In 1985 the Structures and Materials Panel initiated an activity to consider the flight of flexible aircraft in turbulence. As a preliminary to the start of this activity, the Panel heard the two papers included in this report. One of the two papers discusses measurements of time histories of turbulence made by specially equipped aircraft and turbulence event statistics obtained from aircraft in commercial operation. The other paper considers aspects of collection and analysis of flight data, methods of calculating aircraft response and constraints in operation.</p>		

<p>AGARD Report No.738 Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE Published June 1986 34 pages</p> <p>In 1985 the Structures and Materials Panel initiated an activity to consider the flight of flexible aircraft in turbulence. As a preliminary to the start of this activity, the Panel heard the two papers included in this report. One of the two papers discusses measurements of time histories of turbulence made by specially equipped aircraft and turbulence event statistics obtained from aircraft in commercial operation. The other paper considers aspects of collection and analysis of flight data, methods of</p> <p>P.T.O</p>	<p>AGARD-R-738</p> <p>Aerodynamic loads Aerodynamic stability Aeroelasticity Gusts Turbulence Dynamic structural analysis</p>	<p>AGARD Report No.738 Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE Published June 1986 34 pages</p> <p>In 1985 the Structures and Materials Panel initiated an activity to consider the flight of flexible aircraft in turbulence. As a preliminary to the start of this activity, the Panel heard the two papers included in this report. One of the two papers discusses measurements of time histories of turbulence made by specially equipped aircraft and turbulence event statistics obtained from aircraft in commercial operation. The other paper considers aspects of collection and analysis of flight data, methods of</p> <p>P.T.O</p>	<p>AGARD-R-738</p> <p>Aerodynamic loads Aerodynamic stability Aeroelasticity Gusts Turbulence Dynamic structural analysis</p>
<p>AGARD Report No.738 Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE Published June 1986 34 pages</p> <p>In 1985 the Structures and Materials Panel initiated an activity to consider the flight of flexible aircraft in turbulence. As a preliminary to the start of this activity, the Panel heard the two papers included in this report. One of the two papers discusses measurements of time histories of turbulence made by specially equipped aircraft and turbulence event statistics obtained from aircraft in commercial operation. The other paper considers aspects of collection and analysis of flight data, methods of</p> <p>P.T.O</p>	<p>AGARD-R-738</p> <p>Aerodynamic loads Aerodynamic stability Aeroelasticity Gusts Turbulence Dynamic structural analysis</p>	<p>AGARD Report No.738 Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO AIRCRAFT RESPONSE TO TURBULENCE Published June 1986 34 pages</p> <p>In 1985 the Structures and Materials Panel initiated an activity to consider the flight of flexible aircraft in turbulence. As a preliminary to the start of this activity, the Panel heard the two papers included in this report. One of the two papers discusses measurements of time histories of turbulence made by specially equipped aircraft and turbulence event statistics obtained from aircraft in commercial operation. The other paper considers aspects of collection and analysis of flight data, methods of</p> <p>P.T.O</p>	<p>AGARD-R-738</p> <p>Aerodynamic loads Aerodynamic stability Aeroelasticity Gusts Turbulence Dynamic structural analysis</p>

<p>calculating aircraft response and constraints in operation.</p> <p>Papers presented at the 61st Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD in Oberammergau, Germany on 8—13 September 1985.</p> <p>ISBN 92-835-0393-7</p>	<p>calculating aircraft response and constraints in operation.</p> <p>Papers presented at the 61st Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD in Oberammergau, Germany on 8—13 September 1985.</p> <p>ISBN 92-835-0393-7</p>
<p>calculating aircraft response and constraints in operation.</p> <p>Papers presented at the 61st Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD in Oberammergau, Germany on 8—13 September 1985.</p> <p>ISBN 92-835-0393-7</p>	<p>calculating aircraft response and constraints in operation.</p> <p>Papers presented at the 61st Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD in Oberammergau, Germany on 8—13 September 1985.</p> <p>ISBN 92-835-0393-7</p>

END

DTIC

9-86